

## PARWIG선의 공력특성에 관한 풍동실험

전호환\*, 장종희\*\*, 백광준\*\*\*, 신명수\*\*\*\*

### Wind Tunnel Test on the Aerodynamic Characteristics of a PARWIG Craft

H.H. Chun\*, J.H. Chang\*\*, K.J. Paik\*\*\* and M.S. Shin\*\*\*\*

#### 요 약

이착륙 속력을 줄이기 위해 날개 밑으로 프로펠러 후류를 불어넣어 날개와 수면사이의 압력을 증가시키는 PAR(Power Augmented Ram)효과는 해면효과익선의 성능을 크게 향상시킨다. 본 논문에서는 풍동실험을 통해 이러한 PARWIG(Wing in Ground)선의 공력특성을 연구하였으며 송풍기(blower)와 덕트(duct)를 사용한 제트분사를 프로펠러 후류로 대신하였다. 제트의 분사속도, 분사위치(수평 및 수직 방향), 분사각 및 덕트 직경 변화에 대해 20인승 PARWIG선의 1/25 축소 모형선의 지면과의 고도, 양각 및 플랩각의 변화에 따른 양력, 항력 및 피치모멘트를 측정하여 공력특성을 비교하였다. 적절한 PAR효과의 사용은 양력을 크게 증가시키며 최대 4의 양력계수까지 얻을 수 있었다

#### Abstract

The Power Augmented Ram (PAR) effect, which blows the down stream of the propellers into the underside of the wings and hence increases the pressure between the lower surface of the wings and the sea surface, is known significantly to enhance the performance of the WIG concept by reducing the take-off and landing speeds. The aerodynamic characteristics of a 20 passenger PARWIG are investigated by wind tunnel tests with the 1/20 scale model. The efflux of the forward mounted propellers are simulated by jet flows with a blower and duct system. The lift, drag, and pitch moment of the model with various ground

접수일자: 1999년 5월 28일, 승인일자: 2000년 7월 10일

\*정회원, 부산대학교 조선해양공학과 교수(기계기술연구소)(E-mail:chunahh@hyowon.pusan.ac.kr)

\*\*학생회원, 부산대학교 조선해양공학과 석사(현재 삼성중공업(주))(E-mail:eauberch@samsung.co.kr)

\*\*\*학생회원, 부산대학교 조선해양공학과 석사(현재 삼성중공업(주))(E-mail:kjpaik@samsung.co.kr)

\*\*\*\*정회원, 한국해양연구소 선박해양공학분소 책임연구원(E-mail:msshin@mailgw.kimm.re.kr)

clearances, angles of attack and flap angles are measured for the various jet velocities, jet nozzle angles, horizontal and vertical positions of the nozzle, and the nozzle diameters. The aerodynamic characteristics of the PARWIG due to these parametric changes are compared and pertinent discussions are included. It is shown that the proper use of the PAR can increase the lift coefficient of as much as up to 4.

## 1. 서 언

최근 해면효과익선(Wing In Ground Effect Craft, 이후부터 WIG라 부름)에 대한 연구와 개발이 전세계적으로 활발히 진행되고 있다. 지난 4년간 연속적으로 개최되었던 WIG선 국제 심포지움(1 - 4)에서 발표되었던 논문들로부터 WIG선의 개발 및 연구 동향들을 잘 파악할 수 있다고 본다. 국내에서도 관련 연구들이 활발히 발표되고 있다(5-11).

해면 가까이 순항 시에는 해면효과로 인해 양항비가 증가하여 일반 비행기보다 경제적이다라는 것은 WIG선의 개발동기이지만, 이수 시 험프(hump)저항을 넘기까지는 일반적으로 순항 시 추력의 3배가 요구되기 때문에 필요이상의 큰 엔진을 장착해야되고 이로 인한 구조무게의 증가로 효율이 감소하게 된다. 또한 파랑 중에서 이륙이 어렵기 때문에 상용화에 어려움이 따른다. WIG선을 대형화하면 이러한 문제점들은 다소 극복될 수 있으나 큰 구조중량으로 인해 착륙시 파랑충격이 문제점으로 대두된다. 이러한 단점을 극복하고 상용화 및 대형화를 이루기 위해서는 고양력 장치를 이용하여 이착륙 속력을 감소시켜 큰 파랑 중에도 이착륙을 쉽게 할 수 있는 WIG선의 개발이 필수적이다.

고양력 장치는 여러가지 형태로 개발되어 왔으며 날개 앞에 부착된 프로펠러 후류를 날개 밑으로 불어넣어 날개 끝단판과 플랩으로 후류를 가두어 정체시킴으로서 램(ram)압을 이용하는 PAR형, 팬을 이용하여 날개 밑으로 공기를 불어넣는 SES/Hovering형 및 수중익(hydrofoil)을 사용하는 수중익형 등이 있다. 러시아에서 개발된 초기 대형 고속 WIG선들은(KM, LUN, ORLY-

NOK) 전진 프로펠러나 제트 분사방식의 PAR를 이용하였다[12]. 최근 소련에서 상용으로 개발된 소형 WIG선인 VOLGA[12] 및 AMPHISTAR [13]는 모두 PAR를 이용하고 있다. SES형으로는 독일에서 개발된 HoverWing-2VT[14]가 있고, 역시 독일에서 개발된 HydroWing-1VT [15]는 수중익을 이용한 방식이다.

PAR방식은 다른 형태의 고 양력 장치보다 추가적인 장치(팬 덕트, 수중익등)가 필요 없으며 해변으로 쉽게 상륙할수 있는 장점이 있기 때문에 지금까지 개발된 WIG선의 대부분이 채택하고 있다고 본다. PAR효과에 대한 이론적 및 시험적 연구결과들로는 참고문헌들[16 -19]이 있으며 모두가 상당한 양력 이득이 있다는 결론을 내리고 있다.

본 논문에서는 이음속 풍동을 이용하여 이러한 PARWIG (Wing in Ground)선의 공력특성을 연구 하였는데, 프로펠러 후류를 송풍기(blower)와 덕트(duct)를 사용한 제트분사로 재현하였다. 제트의 분사속도, 분사위치(수평 및 수직 방향), 분사각 및 덕트 직경 변화에 대해 20인승 PARWIG선의 1/25 축소 모형선의 지면과의 고도, 양각 및 플랩각의 변화에 따른 양력, 항력 및 피치모멘트를 계측하여 특성을 비교하였다. 고양력을 얻기 위해서는 제트의 분사각, 분사위치 및 분사량의 적절한 선택이 필요하며 적절한 PAR의 사용은 양력을 급격히 증가시키며 최대 4의 양력 계수까지 얻을 수 있었다.

## 2. 시험 장치 및 조건

### 2.1 PAR장치

실제 PARWIG선은 프로펠러 혹은 덕트 프로

펠러 후류를 이용하거나 덕트로 제트(jet)를 분사시킨다. 따라서 모형시험에서는 실선을 축소하여 모형프로펠러를 사용할 수 있고 덕트로 제트를 분사시킬 수도 있다. 본 시험에서는 Fig. 1에 보인 바와 같이 송풍기와 덕트를 사용한 제트 분사 시스템을 설계하여 사용하였다. 댐퍼(damper)로 유량을 조절하여 제트유속을 조절하였다. 정상적인 시험결과를 얻기 위해서는 덕트 노즐에서 분사되는 후류의 단면 유속분포를 균일하게 해야 되며 이는 공기 분출량이 일정하더라도 종방향 및 횡방향 속도 분포에 따라 모형선의 계측 데이터 값이 상당히 달라지기 때문이다. 이를 위해서 챔버(chamber)와 모서리 베인(corner vane)을 사용하여 최대한 출구 유속 단면 분포를 균일히 하도록 하였다.

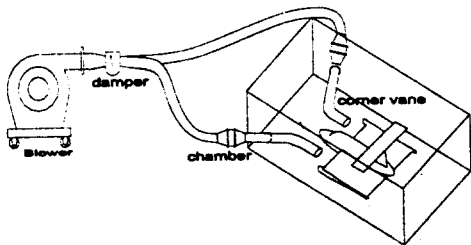
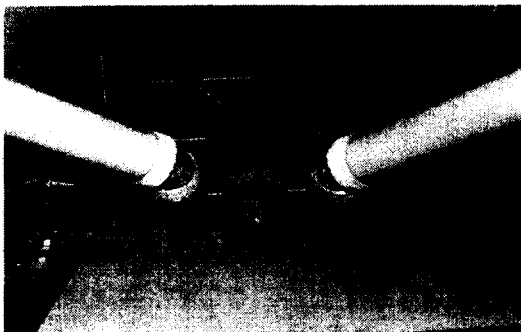


Fig. 1 Schematic diagram of PAR test set-up



( Frontal View )

Fig. 2 PAR test set-up in the wind tunnel

최종적으로 노즐에서의 유속분포는 시험한 최대 유속에서 8%의 오차가 있었으며, 유속이 감소함에 따라 그 오차는 줄어들어 유속분포가 균일한 것으로 나타났다. Fig. 2는 풍동에 설치된 모형선과 덕트 시스템을 보여주고 있다.

### 2.2 시험시설 및 모형선의 제원

풍동의 계측구간 제원은 길이 2m, 높이 0.7m 및 폭 0.7m이고 최대풍속은 60m/s이다. 3분력계(최대 용량은 양력 및 항력 20 kgf, 모멘트 2 kgf·m)를 사용하여 양력, 저항 및 피치 모멘트를 계측하였다. 동체의 경사각은 경사계(inclinometer)로 계측하고 풍속은 피토 튜브(pitot tube)와 digital manometer로 계측하였다.

시험에 사용된 WIG선은 20인승 WIG선으로서 설계개념 및 공력 특성은 Shin et al.[8], 안정성해석은 Chun et al.[10]에 의해 발표되었다. 설계선을 1/25로 축소하여 풍동시험용 모형선을 제작하였으며 모형선의 제원은 Table 1에 주었다.

Table 1 Principal dimensions of the model

Length over all	0.698 m
Breadth over all	0.424 m
Height over all	0.217 m
Breadth of main body	0.088 m
Height of main body	0.100 m
Chord length of main wing	0.400 m
Span of main wing	0.384 m
Incidence angle of main wing	3.5°
Incidence angle of tail wing	8°
Chord length of horizontal tail wing	0.08 m
Span of horizontal tail wing	0.4 m

### 2.3. 시험조건

여러 가지 설계인자 변화에 따른 공력 특성을 조사하기 위해 Table 2에 보인바와 같이 제트유

속, 분사위치(수평 및 수직), 분사각 및 덕트 직경의 변화에 대해 지면과의 고도, 양각 및 플랩각을 변화시켜 총 540경우에 대해서 시험을 수행하였다. 프로펠러의 중심 위치 즉 제트분사 위치는 날개 전날로부터의 수평거리  $l_j = 11cm$ , 전날로부터의 높이  $h_j = 7.5cm$ 인 위치를 기준으로 하여 앞 뒤 및 아래위 각각 2개씩 변화 시켰다. 동체양각  $\alpha_B = 0^\circ$ 는 날개 끝단판(endplate)이 지면과 평행할 때의 각이며  $\alpha_B = 1^\circ$ 인 경우가 순항 상태이다.

Table 2 Wind tunnel test conditions(total 540 cases). model scale

Horizontal and vertical distances of the nozzle center from the leading edge( $l_j, h_j$ )	$l_j = 8, 11, 14 \text{ cm}$ , $h_j = 5.5, 7.5, 9.5 \text{ cm}$
Jet flow angle( $\delta_j$ )	0, 15, 25, 35, 45 deg.
Angle of attack for body( $\alpha_B$ )	0, 1, 2, 3 deg.
Flap deflection angle ( $\alpha_F$ )	0, 5, 10, 15, 20 deg.
Jet velocity / Free stream velocity( $v_j/v_0$ )	1, 1.5, 2, 2.5, 3
Nozzle diameter( $d_j$ )	5, 7.5 cm
Distance between the trailing edge and ground / Chord ( $h/c$ )	0.05, 0.06, 0.07, 0.08, 0.09, 0.1

Fig. 3은 풍동에 설치된 모형선을 보여주고 있으며 해석에 사용된 기호도 나타내었다. 풍동유속 ( $v_0$ ), 즉 모형선의 비행속력은 실선의 운항속력 (135km/h)을 축소한 7.5m/s로 하였고, 이때 주 날개(main wing)의 코드(chord,  $c$ 로 사용함)를 기준으로 한 레이놀즈수( $Rn$ )는  $1.987 \times 10^5$ 이다. 다소 풍속이 느린 면이 있으나 풍속 30m/s일 때의 계측 값과의 차이가 거의 없음을 확인하고[20], 본 실험의 목적이 PAR실험이기 때문에 이 속력에서 실험을 수행하였다. 지면은 고정바닥을 사용하였으며 이는 경계층 생성으로 인해 실제의 상황과 다소 다를 수 있으나 제

트의 분사로 경계층의 영향은 거의 무시할 수 있을 것으로 생각된다. 양력, 항력 및 피치 모멘트의 계측점은 코드 방향으로 주 날개의 전날로부터 1/4c지점, 수직 방향으로는 주 날개의 윗면이다. 필요에 따라 터프트(tuft)에 의한 흐름 관찰도 하였다.

양력( $L$ ), 항력( $D$ ) 및 피치모멘트( $M$ )는 다음으로 무차원화하였다  $C_L = L/(0.5 \rho v_0^2 S)$ ,  $C_D = D/(0.5 \rho v_0^2 S)$ ,  $C_M = M/(0.5 \rho v_0^2 S c)$ . 여기서  $\rho$ 는 공기 밀도,  $S$ 는 주익의 planform 면적,  $c$ 는 주익의 코드이다.

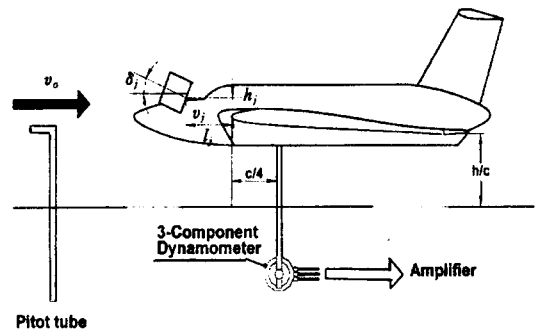


Fig. 3 Test arrangement with notations used

### 3. 시험 결과 및 분석

먼저 모형선 앞쪽에 설치된 덕트 시스템의 존재로 인한 흐름의 교란이 모형선의 공력 특성에 미치는 영향을 조사하였다.  $h/c = 0.06$ 에서  $v_j/v_0 = 0$  (즉, 제트는 없고 풍동의 유속만 있을 경우)와  $v_j/v_0 = 1$  일 때의 공력값을 계측하여 시스템이 설치되지 않았을 때의 계측값과 비교하였다. 풍동의 유속만 있을 경우( $v_j/v_0 = 0$ ), 덕트 시스템의 존재로 유속이 다소 느려져서 계측값이 다소 적었으나,  $\delta_j$ 가 증가하면 덕트의 위벽(blockage)효과가 증가하여 측정값은 더욱 감소함), 풍동의 유속과 제트의 유속이 같은 경우( $v_j/v_0 = 1$ )는 시스템을 설치하지 않았을 경우보

다 약 1 ~ 2 % 정도의 계측 오차가 있었다 (PAR장치가 설치되었을 때의 값이 작음). 따라서 제트가 분사될 때는 PAR장치에 의한 교란은 다소 무시할 수 있다고 생각되며 시스템의 설계가 올바르게 되었으며 계측값도 신뢰성이 있다고 생각된다. 이에 대한 시험결과를 포함하여 Table 2에 보여주는 총 540 경우의 모든 시험결과를 Chun[20]에 보고되었으며 본 논문에서는 중요한 결과만 보고한다.

3.1  $h/c$  변화에 대한 공력특성

Fig. 4는 프로펠러의 표준 위치( $l_j = 11cm$ ,  $h_j = 7.5cm$ )에서 제트를  $\delta_j = 25^\circ$  로 분사하고 플랩각 =  $0^\circ$  일 때  $h/c$ 와 제트유속 변화에 대한 공력 특성 변화를 보여주고 있다. 제트의 존재유무에 관계없이  $h/c$ 가 증가할수록  $C_L$ 은 당연히 감소할 것이며 이는 Fig. 4a에서 잘 보여주고 있다. 여기서 주목할 것은 제트유속이 증가할수록 그 감소량이 매우 크다는 것이다.  $h=0.05c$ 에서  $0.06c$ 까지는  $v_j/v_0$ 가 클수록  $C_L$ 은 증가하나  $0.07c$ 부터는 오히려 감소한다. 이는 순항 속력 증가를 위해 추력을 증가시키면 오히려 양력이 감소한다는 의미이다. 그 이유는 플랩각이  $0^\circ$  일 때 지면과 날개사이의 거리가  $0.06c$ 일 때까지는 PAR효과로  $v_j/v_0$ 가 증가할수록 양력도 증가하나  $0.07c$ 부터는 PAR효과는 거의 나타나지 않고 오히려 채널(channel)효과에 의해 양력이 크게 감소하는 것으로 이해된다. 이러한 효과는 제트유속 별  $C_L$ 의 변화를  $h/c$ 의 함수로 보여주는 Fig. 5에 잘 나타나 있다. 이 결과로부터 순항시의 PAR( $\delta_j = 25^\circ$ )에 의한 효과는 약  $0.065c$  정도까지인 것으로 생각된다. 따라서 실선의 경제적 순항고도는 이 범위 안에 있음을 알 수 있다.

항력계수  $C_D$ 의 변화는 Fig. 4b에서 보여주는 바와 같이 지면 가까이 접근하면 제트유속이 증가할수록 커지고, 지면에서 멀어질수록 제트유속이 증가하면 감소함을 알 수 있다. 이러한 양력과 항

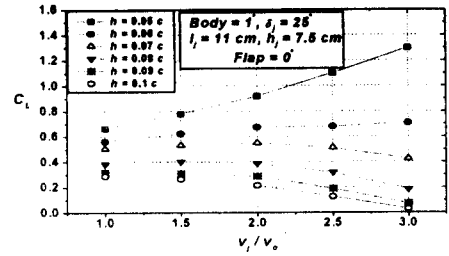


Fig. 4a

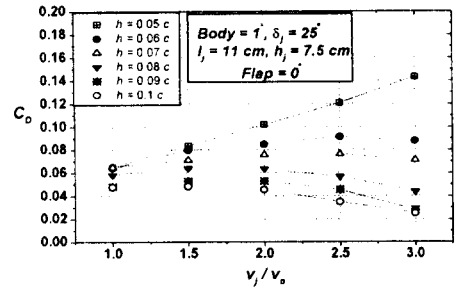


Fig. 4b

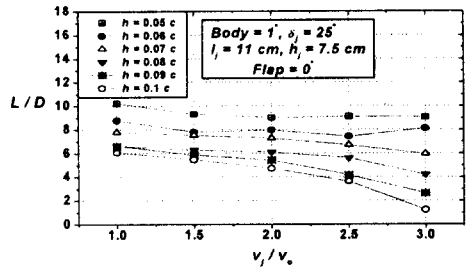


Fig. 4c

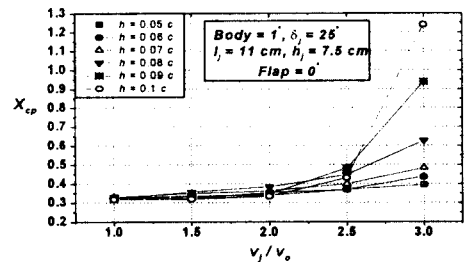


Fig. 4d

Fig. 4 Effect of  $h/c$  on aerodynamic coefficient vs. jet velocity

력의 변화 특성은 양항비( $L/D$ )에 반영되어 Fig. 4c에 보는 바와 같이  $h/c=0.06$ 이하에서는 제트

유속이 증가하여도 양항비의 변화가 거의 없으며 그 이상의 고도에서는 제트유속이 증가할수록 양항비는 감소함을 알 수 있다. 또한 그림에서는 같은 제트유속에서  $h/c$ 가 증가할수록 양항비는 감소하고 또한 제트유속이 증가할수록 그 감소율이 증가함을 보여주고 있다.

계측한 피치 모멘트로부터 압력중심( $X_{C.P.}$ )을 계산하여 Fig. 4d에 보였다 (압력중심은 날개앞 날로부터의 거리를 코드로 무차원화한 값임). 압력중심은  $h = 0.05c$ 일 때는  $v_j/v_0$ 에 따른 변화가 작지만, 이후  $h/c$ 가 증가할수록  $v_j/v_0$ 가 큰 경우 후방으로 크게 이동한다. 이는 날개가 지면에 가까울 때는 제트흐름이 날개와 지면사이에 가두어지기 때문에,  $v_j/v_0$ 가 증가하더라도 날개 아래쪽의 압력이 고르게 증가하여 그 변화량이 작지만, 지면과의 거리가 증가하면 제트흐름이 날개 끝단판 옆으로 빠져나가서 앞부분의 압력이 크게 줄어들기 때문이다. 본 WIG선은 실제 항주시  $v_j/v_0$ 는 2.5정도이고 또 앞에서 언급했듯이 순항고도가  $0.07c$ 이하로 제한된다면 압력중심의 변화도 적어 안정성이 우수한 것으로 여겨진다.

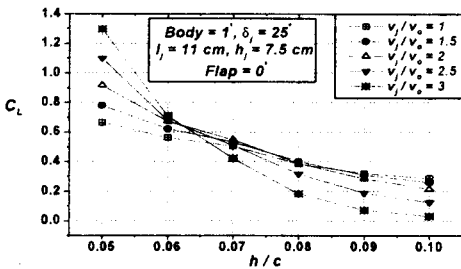


Fig. 5  $C_L$  vs.  $h/c$  for various jet velocity

### 3.2 제트의 분사위치와 분사각의 변화에 따른 공력특성

PARWIG선은 프로펠러 후류 혹은 제트 분사가 날개 밑으로 유입되는 분사각 및 분사위치에 따라 공력특성이 크게 달라지는 것을 예상할 수 있다. 이러한 것을 체계적으로 조사하기 위해 Table 2에 보여주는 바와 같이 3개의 수평위치와

3개의 수직위치를 이동시키며 5개의  $\delta_j$ 의 변화에 대한 광범위한 시험을 수행하였다. 역시  $l_j$ 와  $h_j$  및  $\delta_j$ 의 값에 따라, 즉 제트후류가 날개 밑으로 들어가는 유량상태에 따라 공역학적 특성이 달라졌다.

Fig. 6은  $h/c=0.05$  및 프로펠러 표준위치에서 5개의  $\delta_j$  값에 대한 공력특성을 제트유속의 함수로 보여주고 있다. 양력계수(Fig. 6a)는 모든  $\delta_j$ 에 대해서 제트유속이 증가할수록 증가하고 있으며,  $\delta_j$ 가 증가할수록 증가하다가  $35^\circ$  보다 크게되면 오히려 감소하고 있음을 알 수 있다. 과도한  $\delta_j$ 의 증가는 후류가 지면에 부딪쳐 반사되어 날개 위로 새어나가기 때문이다.

항력계수(Fig. 6b)는  $\delta_j = 0^\circ$  일 때가 가장 낮고 제트유속이 증가함에 따라 증가하고 있다. 또한 최대양력 조건인  $\delta_j = 35^\circ$  에서 최대항력 값을 주고있다. 이러한 현상 때문에  $L/D$ 의 변화(Fig. 6c)는  $\delta_j = 45^\circ$  일 때가 가장 좋으며,  $\delta_j = 35^\circ$  까지는 제트유속이 올라가도  $L/D$ 의 변화는 없으나 그 이하의 낮은 분사 각에서는 제트유속이 증가함에 따라  $L/D$ 는 감소함을 알 수 있다.

압력중심은(Fig. 6d 참조) 제트의 유속 변화에 대해서는 변화가 거의 없으며,  $\delta_j$ 가 증가할수록 제트 후류가 날개 아래면 바닥을 치면서 반사되어 날개밑 면에 부딪쳐 압력증가 요인이 발생하여 압력 중심이 앞으로 이동됨을 알 수 있다.

PARWIG선은 이착륙 시 트림(trim)각을 변화시키지 않기 위해, 즉 종방향 모멘트의 변화가 없도록 하기 위해 프로펠러의 경사각  $\delta_j$ 와 플랩각을 조절하게 되는데 이 경우  $\delta_j$ 가 증가하면  $C_L$ 이 증가해야 되는데, 즉  $\partial C_L / \partial \delta_j > 0$ 의 조건을 만족해야 된다. Fig. 6a를 보면  $\delta_j = 35^\circ$  까지는 이 조건을 만족시켜주고 있음을 알 수 있다. 제트의 분사위치를 다른 곳으로 이동시키면 이 조건이 만족되지 않는 경우가 많이 있음이 시험결과에서 확인되었다. 물론 프로펠러가 동체에

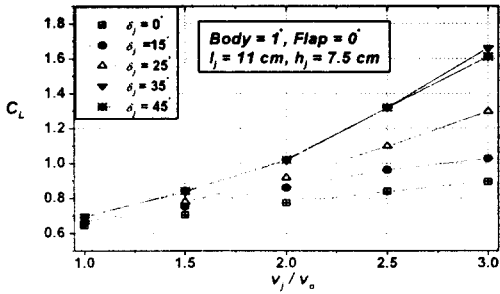


Fig. 6a

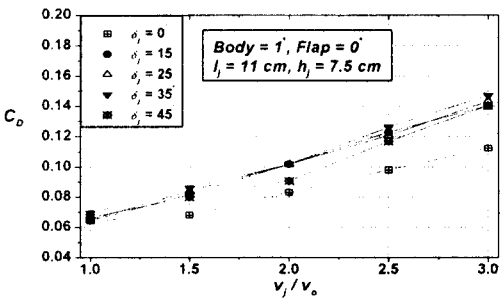


Fig. 6b

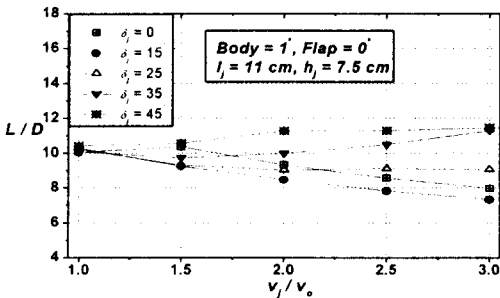


Fig. 6c

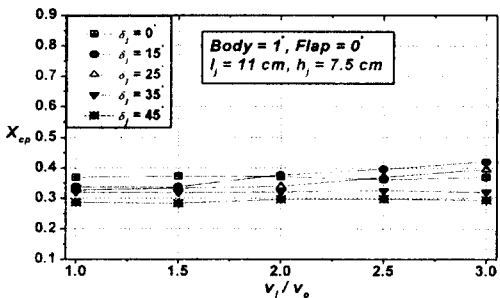


Fig. 6d

Fig. 6 Effect of  $\delta_j$  on aerodynamic characteristic vs. jet velocity

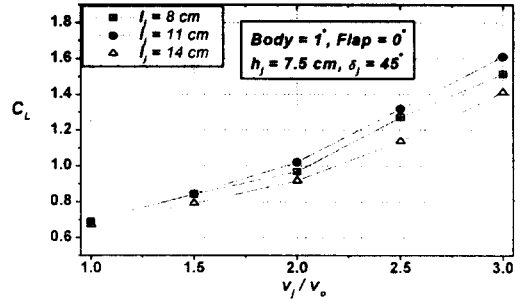


Fig. 7 Effect of  $l_j$  on  $C_L$  v.s. jet velocity

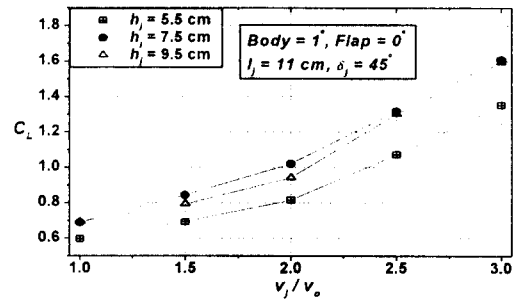


Fig. 8 Effect of  $h_j$  on  $C_L$  v.s. jet velocity

부착되었을 경우는  $\delta_j$ 가 증가하면 추력의 수직성분 ( $T \times \sin(\delta_j)$ ) 증가로 인해 앞부분이 들려져서 안정성 확보에 도움을 주기는 하나 공력학적 특성관점에서  $\partial C_L / \partial \delta_j > 0$ 의 조건은 안정성 확보에 중요하다고 본다.

Fig. 7은  $h/c = 0.05$  및  $h_j = 7.5\text{ cm}$ 로 고정하고 이착륙 시의 분사각  $\delta_j = 45^\circ$ 인 경우에 대해서 3가지  $l_j$ 의 변화에 대한  $C_L$ 값의 변화를 제트유속의 함수로 보여주고 있다.  $l_j$ 가  $11\text{ cm}$ 에 있을 때 모든 제트 유속에서 최대 양력을 주고 있음을 알 수 있다. Fig. 8은  $h/c = 0.05$  및  $l_j = 11\text{ cm}$ 로 고정하고  $h_j$ 를 변화시켰을 때의 양력계수 변화를 보여주고 있다.  $h_j = 7.5\text{ cm}$ 일 때 모든 제트 유속에서 최대 양력을 주고 있음을 알 수 있다.

Fig. 9는  $h/c = 0.05$  및  $h_j = 7.5\text{ cm}$ 일 때

순항시의 분사각인  $\delta_j = 25^\circ$  인 경우, 3가지  $l_j$  변화에 대한 양력계수를 보여주고 있는데, 이 때는  $l_j = 14\text{cm}$ 일 경우가 최대양력을 주고 있음을 알 수 있다. 이는  $\delta_j = 25^\circ$  인 경우는  $\delta_j = 45^\circ$  인 앞의 경우와 비교하여 모든 제트 후류가 날개 밑으로 유입되기 위해서는  $l_j$ 가 앞으로 이동해야 됨을 보여주고 있다.

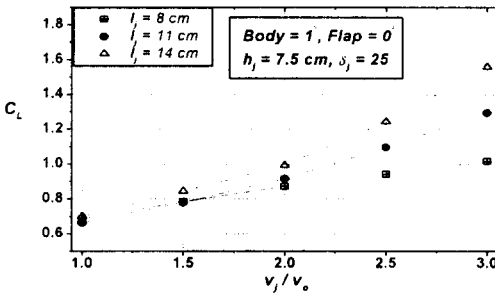


Fig. 9 Effect of  $l_j$  on  $C_L$  vs. jet velocity

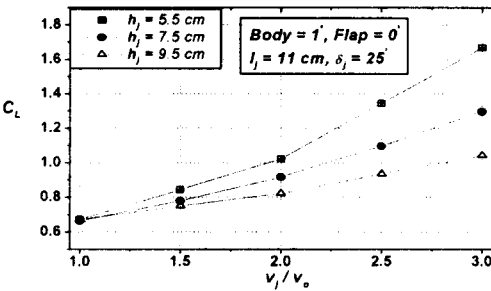


Fig. 10 Effect of  $h_j$  on  $C_L$  vs. jet velocity

Fig. 10은  $h/c = 0.05$  및  $h_j = 7.5\text{cm}$ 일 때  $\delta_j = 25^\circ$  인 경우, 3가지  $h_j$  변화에 대한  $C_L$ 의 변화를 보여주고 있는데,  $h_j$ 가 낮으면 낮을수록 많은 공기가 날개 밑으로 유입되어 양력증가가 큼을 알 수 있다.  $h_j$ 의 위치는 프로펠러의 끝(tip)이 수면과의 충돌을 고려하여 결정해야 되며  $h_j$ 가 결정되면 최적순항  $\delta_j$ 가 있음을 지금까지의 시험결과로부터 알 수 있다. 본 WIG선의 프로펠러의 최적위치는 앞에서 언급한 프로펠러와 수면과의 충돌을 피하면서 안정성과 높은 양력을

주는  $l_j = 11\text{cm}$ ,  $h_j = 7.5\text{cm}$  즉 표준위치 부근임을 알 수 있다.

제트의 위치변화( $l_j, h_j, \delta_j$ )에 따른 압력 중심의 변화는 앞에서도 언급하였듯이 (Fig. 6d) 제트의 유속변화에 따른 압력중심의 변화는 거의 없고, 본 논문에서는 보이지 않았으나 실험결과의 분석으로부터  $h_j$ 와  $l_j$ 의 변화에 따른 압력변화도 미소함을 알았다. 그러나 Fig.6d에서 보여준 바와 같이  $\delta_j$ 의 변화는 압력 중심을 다소 앞으로 이동시킴을 알았다. 즉  $\delta_j$ 가 클수록 제트가 날개 안의 앞쪽에서 지면에 부딪히게 되어 압력 중심은 앞으로 이동하였으며 그 변화량은  $l_j$ 와  $h_j$ 에 따라서 다소 달랐다.

### 3.3 동체양각( $\alpha_B$ )과 플랩각( $\alpha_F$ )의 변화에 따른 공력특성 변화

PAR가 있을때 동체양각의 변화에 따른 공력특성은 WIG선의 안정성 측면에서 아주 중요하다. Fig. 11은 순항상태인  $h/c = 0.05$ ,  $\delta_j = 25^\circ$ , 플랩각  $0^\circ$ 의 경우,  $\alpha_B$ 의 변화에 대한  $C_L$ 의 변화를 보여주고 있으며 모든 제트속도에서 동체양각이 증가하면 양력이 증가하여 즉 비행체의 안정성조건인  $\partial C_L / \partial \alpha > 0$  (여기서  $\alpha$ 는 동체의 양각으로 간주함)을 만족하고 있다.

그러나 플랩각이 증가하면 PAR영향의 결과는 크게 달리 나타나는데, 플랩각  $15^\circ$ 인 경우(Fig. 12)를 보면 제트 유속이 증가하면 양각이 증가할수록 양력계수가 감소함을 알 수 있다. 이러한 경향은 플랩각이 증가하면 더욱 뚜렷하게 나타났다. 그 이유는 플랩각이 증가함에 따라 날개 아래의 공기가 정체되면서 큰 PAR효과가 발생하나 동체각이 증가할수록 날개 끝단판과 지면과의 틈새가 늘어나고 그 틈새로 고압의 공기가 급격히 새어나가면서, PAR효과가 급격히 감소하기 때문으로 분석된다.

이런 현상은 PARWIG선의 종방향 안정성 관점에서 바람직하지 않은 특성이기 때문에, 다른



연구결과[17, 18]에서도 지적되어 왔다. 이러한 이유 때문에 앞에서도 지적하였듯이 PARWIG선은 이륙시 양각의 변화를 주지 않아야 되고,  $\partial C_L / \partial \delta_j > 0$ 를 유지하는 것이 안정성 관점에서 중요하다고 생각된다.

본 논문에서는 보여주지 않고 있으나 실험결과와 분석으로부터, 본 WIG선의 경우 플랩각이  $1^\circ$  이하이고  $v_j/v_0 = 2.5$ 에서 운항한다면,  $\partial C_L / \partial \delta_j > 0$ 를 만족하여 안전하게 운항할 수 있는 것으로 나타났다.

Fig. 13은  $h/c = 0.05$ ,  $\delta_j = 25^\circ$ ,  $\alpha_B = 0^\circ$ 인 경우 프로펠러 표준위치에서 플랩각 변화에 따른 양력 계수를 보여주고 있다. 제트 유속이 증가함에 따라 양력계수는 급격히 증가함을 알 수 있고 각각의 제트 유속에서 양력계수는 플랩각에 거의 선형적으로 증가함을 보이고 있다. 플랩각  $20^\circ$ 에서  $v_j/v_0 = 3$ 에서  $C_L$ 은 무려 4까지 상승됨을 알 수 있으며 이는 PAR에 의해 고 양력화를 실현할 수 있음을 보여주고 있다. 물론 항력계수도 증가하지만 양력계수의 증가량과 거의 같아 전체적으로  $L/D$ 변화는 플랩각 변화에 관계없이 거의 일정하였으며 압력중심도 플랩각 변화에 대해 변화량이 미소하였다. 일반적으로 PAR를 사용하면 양력은 증가하지만 양항비는 감소한다고 알려져 있는 것과는 달리 본 WIG선은 동체 양각의 변화 없이 플랩각의 증가로 양력을 급격히 증가시켜 안전하게 이착륙 할 수 있음을 알 수 있다.

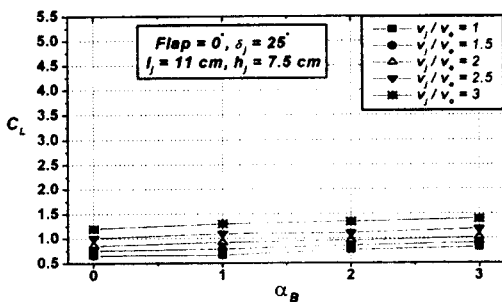


Fig. 11  $C_L$  vs.  $\alpha_B$  for various jet velocity

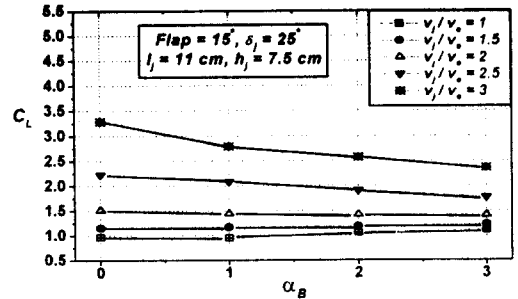


Fig. 12  $C_L$  vs.  $\alpha_B$  for various jet velocity

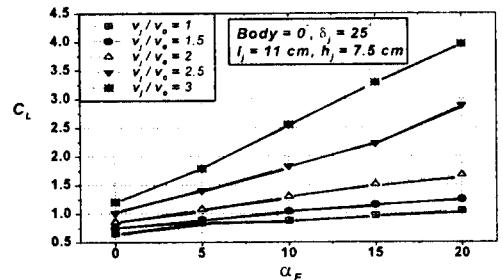


Fig. 13  $C_L$  vs.  $\alpha_F$  for various jet velocity

### 3.4 제트 노즐(nozzle)직경 변화에 따른 공력 특성

지금까지 논의한 결과들은 제트 노즐의 직경  $d_j = 7.5cm$ 인 경우이다. 노즐 직경 변화에 따른 공력 특성을 살펴 보기 위해 직경을  $5cm$ 로 축소하여 몇 경우에 대해 시험을 수행하였다. Fig. 14는  $h/c = 0.05$ 에서 유량을 일정하게 유지하고 2가지 제트 노즐 변화에 대한 양력계수 변화를 보여주고 있다. 그림에서  $v_j$ 는 큰 직경의 노즐에서의 제트 유속을 의미한다. 즉 동일한 유량일 경우 작은 직경을 가진 노즐의 유속이 면적비율 만큼 증가한다.

두 직경 모두 제트유속이 증가하면  $\delta_j = 45^\circ$ 일 경우의 양력증가가 크고  $v_j/v_0 = 2.5$ 까지는 작은 직경의 노즐이 큰 양력을 주고 있음을 알 수 있다. 이는 직경이 큰 경우 제트유속이 상대적으로 감소하여 후류의 일부분이 날개 위 부분에 부딪히는 현상 때문으로 터프트를 이용한 가시

화실험에서 확인되었다. 그러나  $v_j/v_0=2.5$  이상의 빠른 제트유속에서는 직경이 큰 경우가 보다 많은 유량이 날개 밑으로 들어가기 때문에 작은 직경의 경우보다 양력이 증가함을 보이고 있다.

Fig. 15는 Fig. 14의 결과를 노즐 출구에서의 실제 제트유속으로 변화시켜 양력계수 값을 다시 보여주고 있다. 같은 유속일 때 직경이 큰 노즐이 유량이 많기 때문에 양력이 크게 나타남을 알 수 있다.

항력은 작은 직경일 경우가 큰 직경일 경우보다 큰 값을 주었으며 전체적으로 큰 직경이 작은 직경보다  $L/D$  측면에서 우수함을 보였다. 따라서 PARWIG.일 경우 최적의 프로펠러 직경이 있음을 알 수 있다.

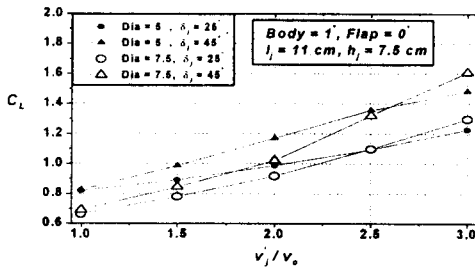


Fig. 14 Effect of nozzle diameter on  $C_L$  (jet flowrate fixed)

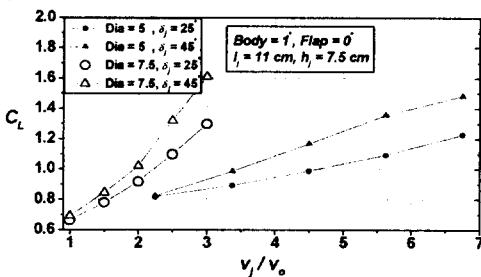


Fig. 15 Effect of nozzle diameter on  $C_L$  (jet velocity fixed)

4. 결론

20인승 WIG선에 대해 다양한 설계 파라미터를 변화시키면서 PAR시험을 수행하여 공력특성

변화를 조사하였다. 그 결과를 요약하면 다음과 같다.

1. PAR에 의해 큰 양력계수(본 시험의 경우  $C_L = 4$ 까지)를 얻을 수 있다. 이를 위해 덕트의 분사위치, 분사각, 분사유속, 노즐직경들의 적절한 선택이 필요하다. 이러한 것들은 WIG선의 형상을 고려하여 종방향 안정성에 주요한 조건 즉,  $\partial C_L / \partial \alpha > 0$  되는 최적위치를 선택해야 된다.

2. 본 WIG선의 경우 최적 운항고도 이하에서는 플랩각 변화와 관계없이  $L/D$ 의 변화는 거의 일정하였다.

3. 플랩각이 있고 PAR가 있는 경우, 동체양각이 증가하면  $\partial C_L / \partial \alpha < 0$ 로 되어 종방향 안정성에 문제가 되며 이를 제거하기 위해서는 양각 변화량을 최소화해야 된다. 즉 PARWIG선은 트림(trim)각 없이 이착륙하도록 설계해야 된다.

4. 압력 중심의 이동은  $h/c$ 의 변화와  $\delta_j$ 의 변화에 대해 비교적 크게 나타났지만  $v_j/v_0$ 와 제트의 분사 위치에 따른 변화는 상대적으로 미소하였다.

5. 본 WIG선은 순항시의 상태 ( $\delta_j = 25^\circ$ ,  $\alpha_B = 1^\circ$ ,  $\alpha_F = 0^\circ$ ,  $h/c < 0.07$ )에서 종방향 안정성 조건들을 모두 만족시켜 (즉,  $\partial C_L / \partial \alpha > 0$ ,  $\partial C_L / \partial \delta_j > 0$  와  $\partial C_M / \partial \alpha < 0$ ), 안정성이 우수함을 확인하였다. 따라서 압력중심은 추력에 의한 양력발생( $T \times \sin(\delta_j)$ )을 감안하여 약  $0.3c$  부근에 무게중심과 일치시키면 이착륙시(플랩각 사용) 및 순항시에도 거의 변화가 없기 때문에 트림각을 조절할 필요가 없다. 그러나 순항시에도  $\delta_j = 25^\circ$ 로 유지하여 PAR효과를 사용하기 때문에 경제적 순항고도는  $0.07c$ 이하로 제한된다는 것을 알 수 있다.

이상의 시험결과들은 PARWIG선의 성능파악에 많은 도움이 될 것이며 새로운 형태의 PARWIG선 설계에도 중요한 자료로 활용될 수 있다고 본다.

#### 후 기

본 연구는 한국해양연구소 선박해양공학분소의 '20인승 해면효과익선의 성능해석에 관한 실험적 연구'의 연구비 지원에 의해 수행되었으며 연구비 지원에 감사드립니다.

#### 참 고 문 헌

- [1] Proc. of Workshop on 21C Flying Ships, edited by Prandolini L.J., Sydney Australia Nov. 1995, 244pp.
- [2] Proc. of Workshop on Ekranoplans Very Fast Craft, edited by Prandolini L.J., Sydney Australia Dec. 1996, 300pp.
- [3] Proc. of Workshop on WISE up to Ekranoplans GEMs, edited by Prandolini L.J., Sydney Australia Nov. 1998, 273pp.
- [4] Proc. of Int. Conference on WIG Effect Craft, RINA, London, U.K., Dec. 1997
- [5] Park I.R. and Chun H.H., "Analysis of Steady and Unsteady Performance for 3-D Surface Effect Wing", Journal of the Society of Naval Architects of Korea, Vol. 35, No. 3, Aug. 1998, pp. 14-25 (in Korean)
- [6] Chun H.H. et al., "Experimental Investigations on Wing in Ground Effect", Proc. of 3rd Korea-Japan Joint Workshop on Ship and Marine Hydrodynamics, Daejeon, Korea, July 1996, pp. 358-369
- [7] Kim S.K. et al., "Wind Tunnel Test Study on the Wings of WIG Ship", Journal of the Society of Naval Architects of Korea, Vol. 34, No. 1, Feb. 1997, pp. 60-67 (in Korean)
- [8] Shin M.S. et al., "Wind Tunnel Test Results for Eight and Twenty Passenger Class WIG Effect Ships", Proc. of Int. Conf. on FAST Sea Transportation, Sydney, Australia, July 1997, pp. 565-570
- [9] Chun H.H. et al., "Preliminary Design of a 20 Passenger PARWIG Craft and Construction of a 1/10 Scale Radio Controlled Model", Proc. of Int. Conf. on FAST Sea Transportation, Sydney, Australia, July 1997, pp. 513-520
- [10] Chun H.H., Chang C.H. & Paik K J., "Longitudinal Stability of a Wing in Ground Effect Craft", Journal of the Society of Naval Architects of Korea, Vol.36, No.3, Aug. 1999, pp. 60-70 (in Korean)
- [11] Kim H.J. & Chun H.H., "Design of 2-Dimensional WIG Section by a Nonlinear Optimization Method", Journal of the Society of Naval Architects of Korea, Vol.36, No.3, Aug. 1999, pp. 50-59 (in Korean)
- [12] Kirillovikh V.N., "Russian Ekranoplans", Proc. of Workshop on 21C Flying Ships, Sydney Australia, Nov. 1995, pp.71-117
- [13] Sinitsyn D. & Maskalik A., "The Ekranoplan is a New Type High Speed water Transport which can be Used in All Seasons", Proc. of Workshop on Ekranoplans Very Fast Craft, Sydney, Australia, Dec. 1996, pp.152-162

- [14] Fisher H. & Matjasic K., "The Hoverwing Technology Bridge Between WIG and ACV", Proc. of Int. Conference on WIG Effect Craft, RINA, London, U.K., Dec. 1997
- [15] Ebert J. & Meyer M., "Hydrowing - A New Efficient Wing in Ground Effect Craft", Proc. of Workshop on WISE up to Ekranoplans GEMs, Sydney Australia, Nov. 1998, pp.267-273
- [16] Krause F.H., Gallington R.W., Rousseau D.G. & Kidwell G.H., "The Current Level of Power Augmented Ram Wing Technology", AIAA 78-752, 1978
- [17] Matsubara T., Tashimo M., et al., "Lift Enhancement of Ground Effect Wing", 2nd Report, Experimental Investigation of the Power Augmented Ram Wing in Ground Effect through the Wind Tunnel", Journal of the Japan Society of Mechanical Engineers (B), Vol. 58, No. 552, 1992 pp.140-147 (in Japanese)
- [18] Ngamatsu T. & Kure F., "Experimental Study on Aerodynamic Characteristics of PAR-WIG", J Kansai, N.A., Japan, No. 222, Sep. 1994, pp.49-56 (in Japanese)
- [19] Murao R., Hori T. & Tsukada T., "A Study on a WIG with Upper-Surface Blowing(USB) PAR", Proc. of Int. Conference on WIG Effect Craft, RINA, London, U.K., Dec. 1997
- [20] Chun H. H., "Experimental Studies on a 20 Passenger Class WIG Craft", Confidential Report NAOE-R-9702, Dept of NAOE, Pusan National University, Korea, 1997, 210 p. (in Korean)